

(116D)速度保持(エレベータ)2(ピッチ角保持2)

2019(R1).10.27(D) 片柳亮二

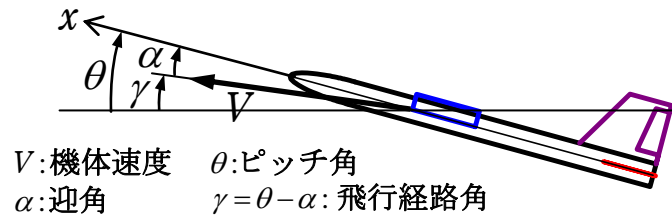


図 1.1 飛行運動変数の説明

機体速度 V の x 軸方向成分の速度 u の変数を用いると、ブロック図は図 1.2 のようになる。

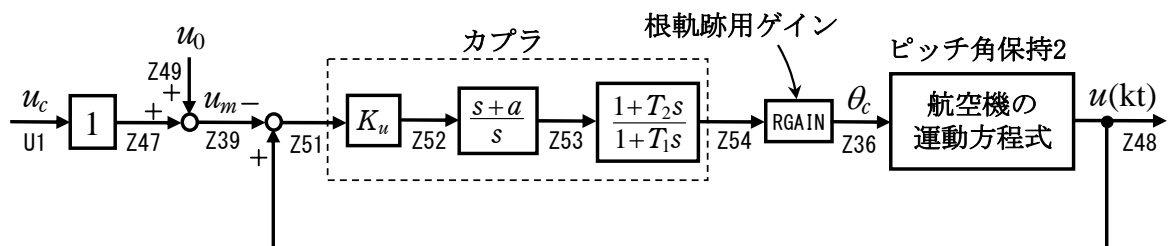


図 1.2 速度保持(エレベータ)2のブロック図

1. ピッチ角保持2の事前計算

速度保持モードは、ピッチ角保持3(内部モデル制御)へのピッチ角を指令する方式とするが、そのためには事前にピッチ角保持2にてその機体に対する最適ゲイン計算を実施しておく必要がある。このピッチ角保持2の計算については、別途まとめているので、それを参照願いたい。

2. 速度保持(エレベータ)2の設計

KMAPを起動して、ピッチ角保持2の事前計算後、これに指令する方式の速度保持(エレベータ)1の最適ゲインを求める。

ピッチ角保持2の最適ゲイン計算後に表示される「解析結果の表示」画面において、「0 0」とキーイン/Enterすると、初期画面に戻ります。ここで、

- ① 「KMAP***解析内容選択画面」⇒ “23” キーイン
- ② 「設計方式」⇒ “13” をキーイン
- ③ 「機体データの取得方法」⇒ここでは例として、“99” をキーイン
- ④ 「機体データの取得」⇒ここでは例として“44” をキーイン
(CDES. B777-200. Y120505. DAT)
- ⑤ 「制御則の選択」⇒ “116” キーイン
縦系. 速度保持(エレベータ)2 (ピッチ角保持2)
- ⑥ ピッチ角保持2を実施済みかどうかと表示されるので、1 をキーイン

⑦「インプットデータ修正(後半部)」と表示されるので、速度保持部のゲイン最適化計算のために次のようにキーイン

1 9 1 0 0 1 0 0 98 0 0 1 8

これで解析計算が自動的に実行されて、次の「解析結果の表示」の画面になる。ここで、“9”とすると「安定性解析結果」が数値で次のように表示される。なお、このケースでは図 1.2 のゲイン K_u も含めて最適化すると、このゲインが非常に小さくなるので、あらかじめ $K_u=0.5$ (固定)として最適化をおこなう。

```
..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.42800E+03 (m2)   CBAR = 0.79460E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.16091E+06 (kgf) qbarS = 0.19261E+06 (kgf) ROU = 0.11952E+00 (kgf·s2/m4)
V = 0.86778E+02 (m/s) VKEAS = 0.16500E+03 (kt)   Iy = 0.29382E+07 (kgf·m·s2)
θ = 0.37503E+01 (deg) α = 0.37503E+01 (deg)   CG = 0.25000E+02 (%MAC)
CL = 0.83554E+00 (—)   CD = 0.13045E+00 (—)   CDα = 0.83655E-02 (1/deg)
(この CL, CD, CDα は初期釣合 G に必要な CL, CD, CDα です)
T = 0.24891E+05 (kgf) δf = 0.20000E+02 (deg)   δe = -0.18750E+01 (deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn = (0.25 - Cmα / CLα) * 100 = 0.48983E+02 (%MAC)
脚 ΔCD = 0.20000E-01 (—),   スピードブレーキ ΔCD = 0.40000E-01 (—)
脚-DN,   スピードブレーキ オフン,   初期フラップ角 δfpilot = 0.20000E+02 (deg)
(微係数推算用フラップ δf = 0.20000E+02 (deg))

(CG=25%)                (CG= 25.00%)                (フライト 有次元)
Cxu = -0.370428E+00     Cxu = -0.370428E+00     Xu = -0.352690E-01
Cxα = 0.621637E-02     Cxα = 0.621637E-02     Xα = 0.743926E-01
Czu = 0.000000E+00     Czu = 0.000000E+00     Zu' = -0.149163E+00
CLα = 0.107293E+00     CLα = 0.107293E+00     Za' = -0.845891E+00
CLδe = 0.579212E-02   CLδe = 0.579212E-02   Zδe' = -0.448654E-01
CLδf = 0.215446E-01   CLδf = 0.215446E-01   Zδf' = -0.166883E+00
Cmu = 0.000000E+00     Cmu = 0.000000E+00     Mu' = 0.319084E-01
Cmα = -0.257326E-01    Cmα = -0.257326E-01    Ma' = -0.587113E+00
Cmδe = -0.221051E-01  Cmδe = -0.221051E-01  Mδe' = -0.650192E+00
Cmδf = -0.625773E-02  Cmδf = -0.625773E-02  Mδf' = -0.151081E+00
Cmq = -0.292629E+02    Cmq = -0.292629E+02    Mq' = -0.911800E+00
CmαD = -0.896965E+01   CmαD = -0.896965E+01   Mθ' = 0.158000E-02
(Mu = 0.000000E+00)   (Mα = -0.768062E+00)   (Mδe = -0.659790E+00)
(Mδf = -0.186780E+00) (Mq = -0.697885E+00)   (MαD = -0.213916E+00)
```

(NAERO=11) 縦 δe コントロールシステム解析

●出力キー: i:4:u, 5:ALP, 6:q, 7:THE (不明なら 7 入力)

***** (フィードバック前の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(9), EIVMAX= 0.300D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.21000000D+02	-0.21424286D+02	[0.7000E+00, 0.3000E+02]
2	-0.21000000D+02	0.21424286D+02	周期 P(sec)= 0.2933E+00
3	-0.16914750D+01	0.00000000D+00	
4	-0.88541169D+00	-0.76986471D+00	[0.7546E+00, 0.1173E+01]
5	-0.88541169D+00	0.76986471D+00	周期 P(sec)= 0.8161E+01
6	-0.11237217D+00	0.00000000D+00	
7	-0.11068734D-01	-0.11805121D+00	[0.9335E-01, 0.1186E+00]
8	-0.11068734D-01	0.11805121D+00	周期 P(sec)= 0.5322E+02
9	0.00000000D+00	0.00000000D+00	

(以下の解析結果はインプットデータの制御則による)

***** POLES AND ZEROS *****

の場合は脚 DN およびスピードブレーキオープンとしてトリム計算する。
 (注 2) 空中では初期速度が 10kt 以下の場合、フラップと連動して、フラップ 5° 以上で脚 DN とする。
 (注 3) 滑走中は脚は常に DN、また、スピードブレーキは初期速度が 10kt を超える場合にオープン。

次に、「解析結果の表示」の画面で「1」とキーイン/Enterすると、次の根軌跡と極・零点の図を表示できる。

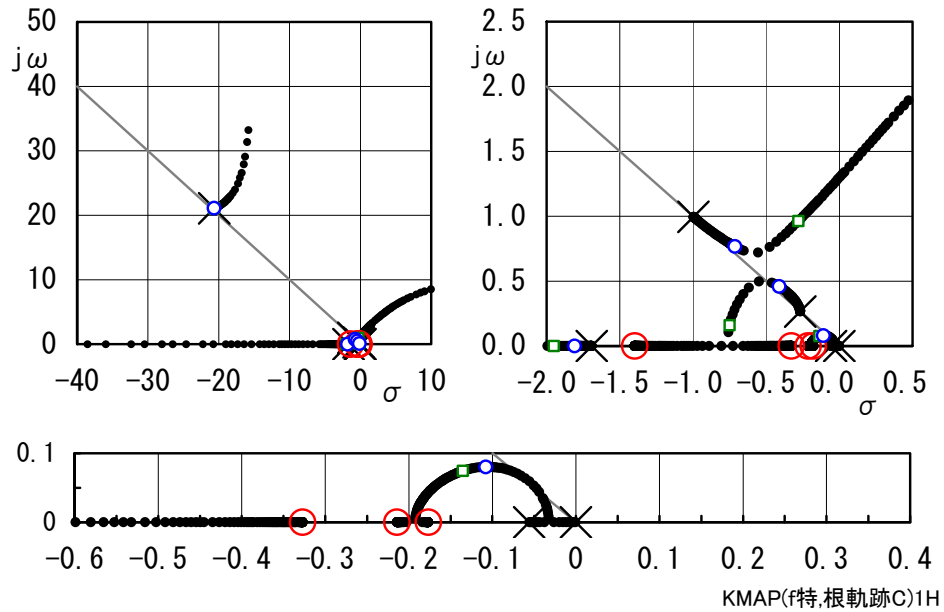


図 2.1 速度保持モード(エレベータ)2の根軌跡

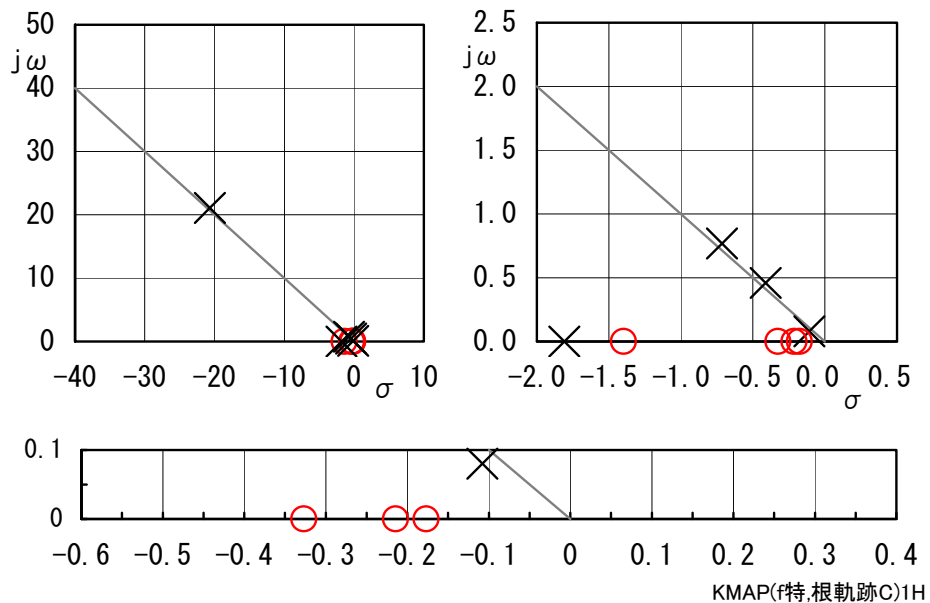


図 2.2 速度保持モード(エレベータ)2の極・零点

図 2.3 は、シミュレーション図であるが、これは「解析結果の表示」画面で「2」とキーイン/Enterすると Excel 表示させることができる。ただし、ここで利用した飛行機データの輸入は途中で元にもどした操舵になっているので、

一回計算した後,表示されている AUTO.A000.DAT ファイルの操舵を 2 秒以降 4kt
に変更した場合である. 4kt の速度変化が達成されていることがわかる.

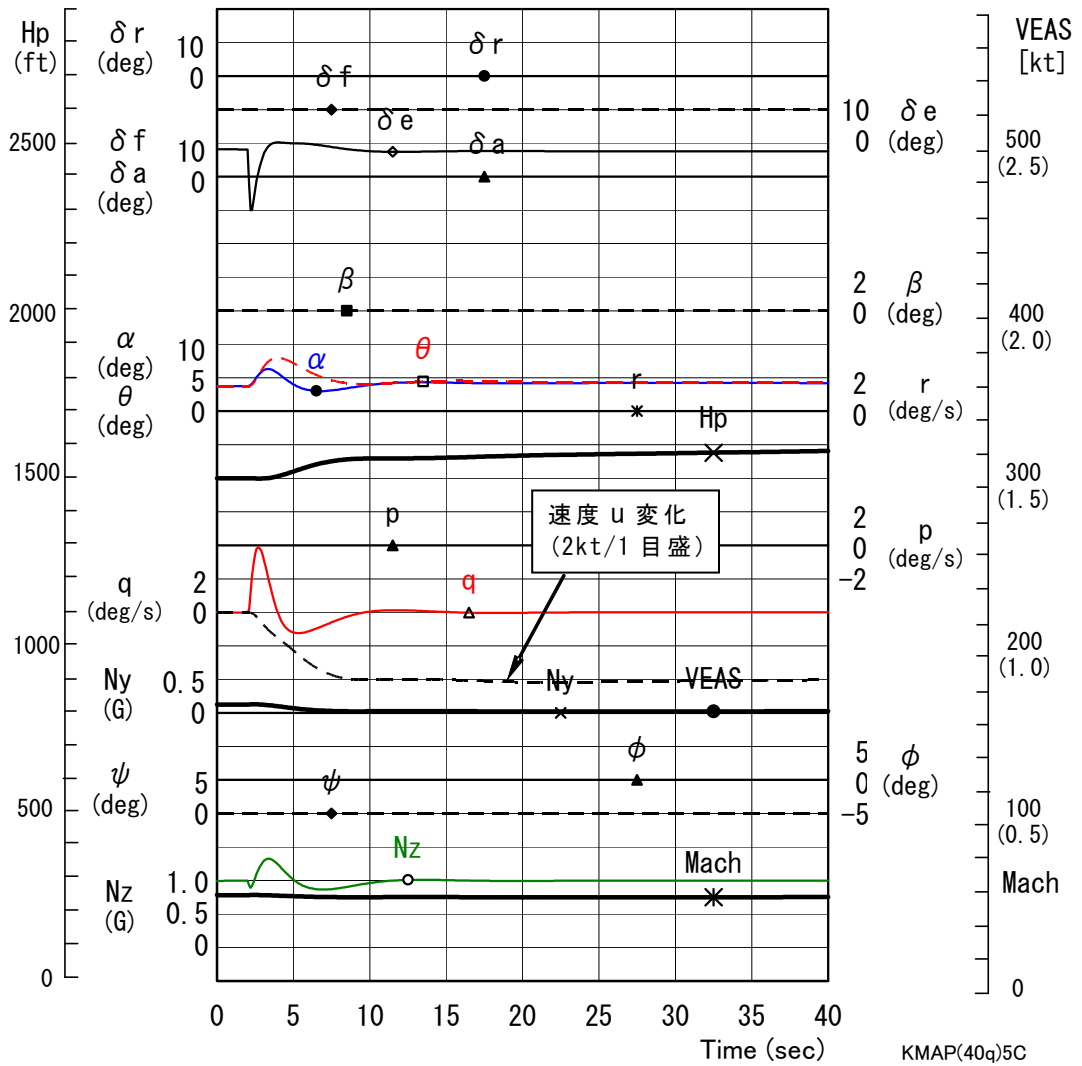


図 2.3 速度保持モード(エレベータ)2 のシミュレーション

以上